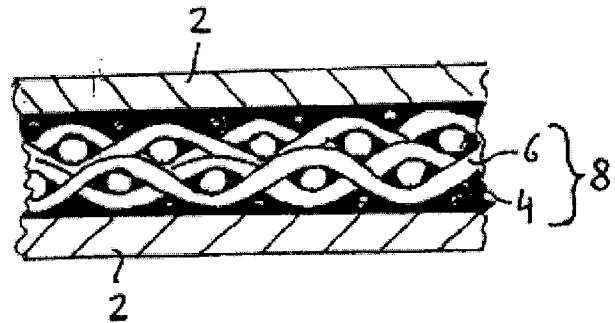


Abstract of DE10340561 (Family Member of DE 202 20 600 U1)

Aircraft, especially a rotary-wing aircraft, especially a helicopter, comprises a structural component at risk from impact or explosion which is made of a plate- or shell-like lightweight composite material with at least one first rigid, strong support layer (2) produced from at least one metal material or a composite material, and at least one elastomer layer (4) fixed to the support layer. The elastomer layer is completely penetrated by reinforcing fibers (6) and forms a matrix for the reinforcing fibers. Preferred Features: The support layer comprises an aluminum material. The structural component is a base assembly or a base assembly component of the aircraft, a component of the power plant, a fuel tank arranged in a base element, or a fire-protection element.





(19)
Bundesrepublik Deutschland
Deutsches Patent- und Markenamt

(10) DE 202 20 600 U1 2004.02.05

(12)

Gebrauchsmusterschrift

(22) Anmeldetag: 09.09.2002

(67) aus Patentanmeldung: P 102 41 830.6

(47) Eintragungstag: 24.12.2003

(43) Bekanntmachung im Patentblatt: 05.02.2004

(51) Int Cl.⁷: B32B 15/06

B32B 25/02, B29C 70/00, B64C 1/00

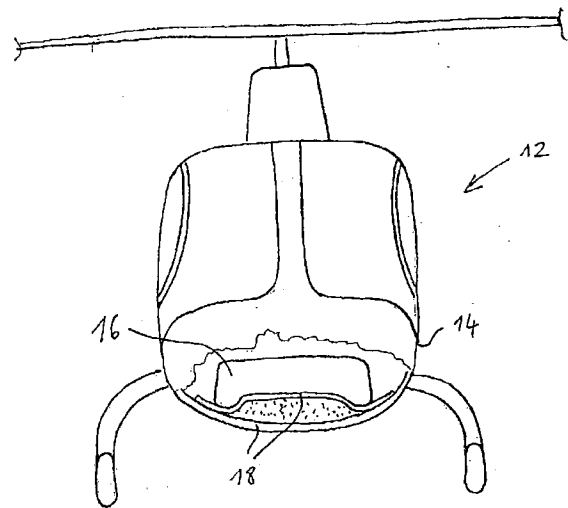
(71) Name und Wohnsitz des Inhabers:

Eurocopter Deutschland GmbH, 86609
Donauwörth, DE

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

(54) Bezeichnung: Luftfahrzeug, insbesondere Drehflügelflugzeug

(57) Hauptanspruch: Luftfahrzeug, insbesondere ein Drehflügelflugzeug, insbesondere ein Hubschrauber (12), umfassend ein stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil (16, 18) aus einem platten- oder schalenförmigen Leichtbau-Verbundmaterial mit mindestens einer ersten dehnsteifen, zugfesten Trägerschicht (2), die aus wenigstens einem Metallwerkstoff hergestellt ist, und mindestens einer mit dieser Trägerschicht (2) fest verbundenen Elastomerschicht (4), die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern (6) durchsetzt ist und eine Matrix für die Verstärkungsfasern (6) bildet.



Beschreibung**TECHNISCHES GEBIET**

[0001] Die Erfindung betrifft ein Luftfahrzeug, insbesondere ein Drehflügelflugzeug, und insbesondere einen Hubschrauber.

STAND DER TECHNIK

[0002] Neuere Forderungen an Luftfahrzeugstrukturen beziehen sich insbesondere auf passive Sicherheit, Crashesicherheit, Hitzebeständigkeit, Wärmeisolierung, Beständigkeit gegen allgemeine Stoß- und Einschlagsbelastungen wie beispielsweise durch Beschuss und umherfliegende Teile, hohe dynamische Festigkeit und Schadenstoleranz, Dichtigkeit, Korrosionsbeständigkeit, Gewichtseinsparung und letztendlich eine technisch möglichst einfache und wirtschaftliche Verarbeitbarkeit. Es wäre es also wünschenswert, eine Luftfahrzeugstruktur bzw. ein Luftfahrzeug bereitstellen zu können, welches möglichst viele dieser geforderten Eigenschaften möglichst optimal erfüllt.

[0003] Ein spezielles und höchst diffiziles Problem stellt in der Luftfahrzeugtechnik die Crashesicherheit auf Wasser dar, was für Flächenflugzeuge und Drehflügelflugzeuge gleichermaßen gilt. Bei einem Crash auf Wasser können nämlich anders als bei einem Crash auf festem Land keine Fahrwerke oder Landewerke -stoßmindernd zur Wirkung kommen. Vielmehr werden die crashbedingten Belastungen direkt in die Rumpf- und oder Tragflächenstruktur des Luftfahrzeuges eingeleitet. Hier bestehen folglich extrem hohe Anforderungen an die für die Struktur bzw. die Strukturbauteile des Luftfahrzeuges verwendeten Werkstoffe und Materialien. Eine ähnliche Problematik tritt auch bei einem Crash auf Schlamm oder tiefem Schnee auf. Es wäre folglich wünschenswert, das Crashverhalten verbessern zu können.

[0004] Faser-Kunststoff-Verbundmaterialien sowie Faser-Kunststoff-Metall-Verbundmaterialien haben sich für luftfahrzeugtechnische Anwendungen grundsätzlich bewährt. Die Verarbeitung derartiger Materialien ist jedoch sehr anspruchsvoll, und zwar nicht nur aufgrund des erforderlichen apparativen Aufwandes und der notwendigen handwerklichen Fähigkeiten, sondern auch aufgrund der teilweise sehr unterschiedlichen bzw. gegensätzlichen Eigenschaften der am jeweiligen Materialverbund beteiligten Einzelwerkstoffe. Aus dem letztgenannten Grund ist auch die praktische Anwendung von Verbundmaterialien in einem Bauteil im Hinblick auf einen gewünschten praktischen Einsatz dieses Bauteils ein komplexes Fachgebiet. Ein Verbundmaterial, welches für eine bestimmte Anwendung oder ein bestimmtes Verarbeitungsverfahren günstig ist, kann sich für eine andere Anwendung oder ein anderes Verarbeitungsverfahren als höchst problematisch herausstellen.

[0005] Dies ist in der Luftfahrzeugtechnik, in wel-

cher Verbundmaterialien zumeist als hochgradig multifunktionale Werkstoffe eingesetzt werden, von besonderer Bedeutung, denn die Verbundmaterialien können infolge der zuvor geschilderten Problematik die Summe der für eine Anwendung gewünschten Eigenschaften in der Regel nicht oder nicht optimal erfüllen bzw. viele Werkstoffeigenschaften nicht optimal ausnutzen.

[0006] Aus der DE-OS 38 34 205 ist ein Verbundmaterial bekannt, umfassend zwei dehnsteife, zugfeste Trägerschichten, die aus einem Metallwerkstoff, nämlich Stahl, hergestellt sind, und eine zwischen diesen Trägerschichten angeordnete und mit den Trägerschichten fest verbundene Elastomerschicht. An den inneren, der Elastomerschicht zugewandten Seiten der Trägerschichten sind diese jeweils mit einer dünnen Schicht aus einem flexiblen Metallmaschenmaterial versehen, welches geringfügig, d.h. nur oberflächennah, in die Elastomerschicht hineinragt. Dieses Metallmaschenmaterial bildet eine Art Verankerung, welches den flächigen Zusammenhalt zwischen der Elastomerschicht und der jeweiligen Trägerschicht verbessern soll.

[0007] Ein ähnliches Verbundmaterial, jedoch ohne die zuvor erwähnte Metallmaschenschicht, ist in der US-P-6 050 208 offenbart.

[0008] Des Weiteren sind in der Werkstofftechnik sogenannte Faser-Kunststoff-Verbundmaterialien bekannt, welche Verstärkungsfasern, wie zum Beispiel Glas-, Aramid- oder Kohlefasern, Borfasern, ultrafeste Polyethylenfasern usw. aufweisen, welche in eine Kunststoffmatrix, wie zum Beispiel ein Polyester- oder Epoxydharz eingebettet sind. Derartige Materialien sind im Fahrzeugbau, insbesondere dem Luftfahrzeugbau recht verbreitet.

[0009] Ferner sind Faser-Kunststoff-Metall-Verbundmaterialien bekannt, wie sie für luftfahrttechnische Anwendungen zum beispielsweise unter dem Handelsnamen Glare® oder Arall® der Fa. Fokker Aerostructures B.V. vertrieben werden. Bei diesen Materialien handelt es um plattenförmige Verbundelemente aus Metallblechen und Faser-Kunststoff-Verbundplatten, die miteinander verklebt sind. Glare® stellt zum Beispiel einen Verbund aus mindestens zwei Aluminiumblechen und einer Faser-Epoxydverbundplatte dar.

[0010] Aus der DE 100 62 859 A1 ist ein plattenförmiges Verbundmaterial bekannt, umfassend mindestens eine erste dehnsteife, zugfeste Trägerschicht, die aus einem Metallwerkstoff hergestellt ist, und mindestens eine mit dieser Trägerschicht fest verbundene Elastomerschicht, die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzt ist und eine Matrix für die Verstärkungsfasern bildet. Dieses Verbundmaterial soll für schwingungsdämpfende Anwendungen eingesetzt werden. Die DE 100 62 859 A1 stellt ein besonderes Bindemittel zur Verbindung der Metall- und Elastomerschicht bereit.

[0011] Ferner ist aus der DE 29 39 420 C2 ein Verbundmaterial bekannt, umfassend mindestens eine

erste dehnsteife, zugfeste Trägerschicht, die aus einem Verbundwerkstoff oder Metallwerkstoff hergestellt ist, und mindestens eine mit dieser Trägerschicht fest verbundene Elastomerschicht, die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzt ist und eine Matrix für die Verstärkungsfasern bildet. Dieses Verbundmaterial soll gemäß der DE 29 39 420 C2 für energieaufnehmende Elemente in der Art eines Feder- oder Feder-/Dämpferelements eingesetzt werden, d.h. z.B. als Blattfeder, Dämpfer, Torsionsstab und Stützbalken oder Träger für Brücken.

DARSTELLUNG DER ERFINDUNG

[0012] Der Erfindung liegt die Aufgabe bzw. das technische Problem zugrunde, ein Luftfahrzeug (insbesondere ein Drehflügelflugzeug bzw. einen Hubschrauber) zu schaffen, welches über eine verbesserte Crashesicherheit und ein verbessertes Impact-Verhalten verfügt.

[0013] Die vorhergenannte Aufgabe wird gemäß einem ersten Aspekt der Erfindung gelöst durch ein erfindungsgemäßes Luftfahrzeug mit den Merkmalen des Anspruchs 1.

[0014] Dieses Luftfahrzeug, insbesondere ein Drehflügelflugzeug, insbesondere ein Hubschrauber, oder aber auch ein Flugkörper oder ein Raumflugzeug, umfasst ein stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil aus einem platten- oder schalenförmigen Leichtbau-Verbundmaterial mit mindestens einer ersten dehnsteifen, zugfesten Trägerschicht, die aus wenigstens einem Metallwerkstoff hergestellt ist, und mindestens einer mit dieser Trägerschicht fest verbundenen Elastomerschicht, die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzt ist und eine Matrix für die Verstärkungsfasern bildet. Ein plattenförmiges Material umfasst im Sinne der Erfindung auch ein streifenförmiges Material.

[0015] Die der Erfindung zugrunde liegende Aufgabe wird ferner gelöst durch ein erfindungsgemäßes Luftfahrzeug mit den Merkmalen des Anspruchs 2.

[0016] Dieses Luftfahrzeug, insbesondere ein Drehflügelflugzeug, insbesondere ein Hubschrauber, oder aber auch ein Flugkörper oder ein Raumflugzeug, umfasst ein stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil aus einem Leichtbau-Verbundmaterial mit mindestens einer ersten dehnsteifen, zugfesten Trägerschicht, die aus einem Verbundwerkstoff, insbesondere einem Faser-verbundwerkstoff hergestellt ist, und mindestens einer mit dieser Trägerschicht fest verbundenen Elastomerschicht, die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzt ist und eine Matrix für die Verstärkungsfasern bildet.

[0017] Unter „stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten“ Bauteilen, Strukturen und Komponenten sind im Sinne der Erfindung solche zu verstehen, die in einem praktischen Einsatz des Luft-

fahrzeugs einer hohen Belastung durch Crash, Unfall, umherfliegende Teile (z.B. bei Triebwerksversagen), Beschuss, Explosionskörpereinwirkung usw. ausgesetzt sein können. Bei derartigen Bauteilen und Strukturen handelt es sich beispielsweise um Außenhautelemente von Raumflugkörpern, die durch Weltraumschrott (Debris) gefährdet sind, Radoms, Pylons, Antennenverkleidungen, andere externe Zusatzgeräte, Triebwerksummantelungen und andere Triebwerksturkuren, insbesondere von Turbinen, Tanks, Cockpitverkleidungen, explosions sichere Luftfahrzeugcontainer usw.

[0018] Die von den Verstärkungsfasern durchsetzte (weiche) Elastomerschicht wird nachfolgend auch kurz als Faser-Elastomerverbundschrift bezeichnet werden.

[0019] Dehnsteif und zugfest bedeutet im Hinblick auf die Trägerschicht, dass diese eine im Vergleich zur Faser-Elastomerverbundschrift erheblich größere Dehnsteifigkeit und Zugfestigkeit besitzt, was nachfolgend aus der beispielhaften Beschreibung der für die Trägerschicht und die Faser-Elastomerverbundschrift verwendeten Werkstoffe und deren Anordnung noch deutlicher werden wird. Die Verstärkungsfasern können in isotroper, anisotroper oder orthotroper Anordnung vorliegen, d.h. beispielweise in Gestalt von uni- oder multidirektionalen Faseranordnungen, Rovings, Fasermatten oder Vliesen mit einem Agglomerat von Einzelfasern (Lang- oder Kurzfasern), Gelegen, Geweben, Gewirken usw., oder in Mischformen daraus vorgesehen sein. Derartige Faserstrukturen lassen sich sowohl ein- als auch mehrschichtig bereitstellen. Als Verstärkungsfasern kommen vorzugsweise Fasern aus Glas, Kohlenstoff, Aramid, Metall, und auch Naturfasern (z.B. Hanf, Flachs, Jute), oder ein Hybrid aus diesen Fasern zur Anwendung.

[0020] „Vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzt“ bedeutet in dem o.g. Zusammenhang und im Sinne der Erfindung, dass die Verstärkungsfasern nicht nur an einem äußeren Randbereich der Elastomerschicht, sondern auch in anderen Schicht- oder Dickenbereichen der Elastomerschicht vorhanden bzw. in der Dickenrichtung vorzugsweise gleichmäßig verteilt sind. Der Faseranteil in der Elastomerschicht beträgt ca. 20 bis 80%, vorzugsweise 30 bis 70 %, noch bevorzugter 35 bis 60%, wobei die Erfindung jedoch nicht auf diese Wertebereiche beschränkt ist.

[0021] Für eine aus wenigstens einem Metallwerkstoff hergestellte Trägerschicht werden vorzugsweise Aluminium, Aluminiumlegierungen, Stahllegierungen, einschließlich korrosionsbeständiger Stähle, Titan und Titanlegierungen verwendet. Die Trägerschicht kann auch aus mehreren metallischen Einzelschichten aufgebaut sein. Bei einer aus einem Verbundwerkstoff hergestellten Trägerschicht kann es sich beispielsweise um ein Faser-Kunststoff-Verbundmaterial, sowohl mit einer Matrix aus einem duroplastischen als auch thermoplastischen Kunststoff,

oder um ein Faser-Kunststoff-Metall-Verbundmaterial (z.B. Glare®), das auch ein feines Netz aus einem Kupferwerkstoff enthalten kann, oder eine Mischform daraus handeln.

[0022] Für die Elastomerschicht, welche die Matrix bzw. Elastomermatrix für die Verstärkungsfasern bildet, kann grundsätzlich jeder geeignete Elastomerwerkstoff verwendet werden, insbesondere auch Acrylnitril-Butadien-Kautschuk (NBR), Acrylat-Kautschuk (ACM), Butylgummi, Chloroprenkautschuk (CR), Ethylen-Propylen-Kautschuk (EPDM), Fluorkautschuk (FKM), Gummi oder gummiartige Werkstoffe, wie zum Beispiel Naturkautschuk, ferner hydrierter Nitrilkautschuk (HNBR), Neopren, Nitrilkautschuk (NBR), Polyurethanelastomere (AU, EU), Silikon-Kautschuk (VMQ), Styrol-Butadien-Kautschuk (SBR), sowie thermisch verarbeitbare Elastomere (TPE).

[0023] Das erfindungsgemäße Luftfahrzeug besitzt aufgrund des genannten, für das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials eine verbesserte Crashesicherheit und ein verbessertes Impact-Verhalten. Das Strukturbauteil besitzt ein geringes Gewicht, was es für Leichtbauanwendungen bzw. zur Erzielung von Gewichtseinsparungen geeignet macht, eine hohe dynamische Belastbarkeit, eine hohe Restfestigkeit nach dynamischen Beanspruchungen sowie allgemein eine hohe Schadenstoleranz mit einer geringen Rissfortschrittsneigung bzw. niedriger Rissfortschrittschwindigkeit nach einem Schaden. Darüber hinaus verfügt es über gute Dämpfungseigenschaften, insbesondere bei hochfrequenten Schwingungen, sowie gute Stoßabsorptionseigenschaften. Ferner hat das Strukturbauteil aus dem besagten Leichtbau-Verbundmaterial eine gute Biegesteifigkeit und sehr hohe Dehnfähigkeit bei gleichzeitig geringer Dehn- und Schubsteifigkeit der Faser-Elastomerverbundschicht. Da das Material insbesondere bei einer Trägerschicht aus Metall in seiner Gesamtheit gut verformbar bzw. verformungsfähig ist, ist das Strukturbauteil auch relativ einfach herstellbar. Es verfügt aber auch über eine hohe Durchschlagsfestigkeit bzw. Beständigkeit gegen allgemeine Stoß- und Einschlagsbelastungen (impact) wie sie beispielsweise bei einem Crash, durch Beschuss, eine Explosion oder durch umherfliegende Teile auftreten können. Aufgrund einer geringen Wärmeleitfähigkeit in Dickenrichtung des für das Strukturbauteil verwendeten Materials ist eine hohe Hitzebeständigkeit und eine hohe Durchbrennbarkeit erzielbar, und dadurch wiederum sind gute Feuerschutzeigenschaften bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug erreichbar. Aufgrund des genannten Materials können die entsprechenden Strukturbauteile des Luftfahrzeugs darüber hinaus auch gut wärmeisolierend und flüssigkeitsdicht ausgeführt werden, und es ist eine gute Korrosionsfestigkeit bzw. -beständigkeit erzielbar. Da das für das Strukturbauteil benutzte Leichtbau-Verbundmaterial zudem

eine gute Kaltverformbarkeit besitzt und leicht zu verarbeiten ist, ist eine technisch relativ einfache und wirtschaftliche Herstellung von hochwertigen Bauteilen des Luftfahrzeugs möglich.

[0024] Das erfindungsgemäße Luftfahrzeug verfügt somit über eine verbesserte Crashesicherheit und passive Sicherheit, was in der Luftfahrzeugtechnik von besonderem Interesse ist.

[0025] Weitere bevorzugte und vorteilhafte Ausgestaltungsmerkmale des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs sind Gegenstand der abhängigen Ansprüche 3 bis 11.

[0026] Bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug kann das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil aus einem Zwischenprodukt hergestellt werden, welches umfasst: mindestens eine Prepregschicht und/oder mindestens eine ungebundene Verstärkungsfaserschicht für die mindestens eine erste dehnte, zugfeste Verbundwerkstoff-Trägerschicht; sowie mindestens eine mit der Prepregschicht oder der ungebundenen Verstärkungsfaserschicht verbundene Elastomerschicht, die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzt ist.

[0027] Mit Prepreg bezeichnet man im allgemeinen bereits werkseitig mit Spezialharz getränkte bzw. imprägnierte Gelege und Gewebe. Unter einer ungebundenen Verstärkungsfaserschicht ist eine Faserschicht, z.B. in der Form eines Vlieses, eines Gewebes oder dergleichen (s.o.) zu verstehen, dass noch nicht mit einem Matrixwerkstoff (z.B. Harz) versehen ist. Die ungebundene Verstärkungsfaserschicht ist daher recht flexibel. Sowohl die Prepregschicht als auch die ungebundene Verstärkungsfaserschicht können neben den reinen Verstärkungsfasern grundsätzlich weitere Zusatzkomponenten wie z.B. eine Netzstruktur aus dünnem Kupferdraht oder dergleichen enthalten. Ferner können die Prepregschicht oder die ungebundene Verstärkungsfaserschicht formschlüssig und/oder mittels eines geeigneten Haftmittels, Klebemittels (einschließlich Klebefolien), oder dergleichen mit der Faser-Elastomerverbundschicht verbunden sein. Diese Verbindungen können sowohl flächig, vollflächig als auch nur örtlich oder punktuell ausgeführt sein. Überdies können im erfindungsgemäßen Zwischenprodukt die Prepregschicht bzw. die ungebundene Verstärkungsfaserschicht und die Faser-Elastomerverbundschicht zunächst einen relativ losen Verbund bilden, der jedoch eine Einheit darstellt, und erst in einen späteren Bearbeitungsschritt fest miteinander verbunden werden.

[0028] Das Zwischenprodukt ist auf einfache und effektive Art und Weise zu dem besagten Strukturbauteil des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs zu verarbeiten bzw. zu bearbeiten und ermöglicht es, das Strukturbauteil auf rationelle und wirtschaftliche Weise herzustellen, wobei auch dreidimensionale Formen und Bauteile realisierbar sind.

[0029] Das bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug für das stoß- und/oder einschlags- und/oder ex-

plosionsgefährdete Strukturbauteil verwendete Leichtbau-Verbundmaterial kann mittels eines Verfahrens aus dem zuvor beschriebenen Zwischenprodukt, das mit mindestens einer ungebundenen Verstärkungsfaserschicht für die mindestens eine erste dehnsteife, zugfeste Verbundwerkstoff-Trägerschicht versehen ist, hergestellt werden, wobei das Verfahren folgende Schritte umfasst, jedoch nicht zwingenderweise in der gegebenen Reihenfolge: Verformen der ungebundenen Verstärkungsfaserschicht durch Krafteinwirkung; und dadurch elastisches Verformen der mindestens einen, im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzten Elastomerschicht, wobei die in die Elastomermatrix eingebetteten Verstärkungsfasern durch die Elastizität der Elastomermatrix einen der elastischen Verformung im Wesentlichen folgenden, geänderten Faserverlauf annehmen; Aufbringen eines harzartigen Kunststoffmaterials auf die ungebundene Verstärkungsfaserschicht (dies kann manuell oder auch maschinell erfolgen, z.B. in einem Injektions- oder Düsenauftragsverfahren); Aushärten des aufgetragenen harzartigen Kunststoffmaterials, wodurch sich eine dehnsteife, zugfeste Trägerschicht aus einem ausgehärteten, festen Faser-Kunststoff-Verbund bildet; und Aufrechterhalten der elastischen Verformung der Elastomerschicht und des geänderten Faserverlaufes ihrer Verstärkungsfasern mittels des ausgehärteten, festen Faser-Kunststoff-Verbundes.

[0030] Darüber hinaus kann das bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug für das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil verwendete Leichtbau-Verbundmaterial mittels des oben genannten Zwischenproduktes, das mit mindestens einer Prepregschicht für die mindestens eine erste dehnsteife, zugfeste Verbundwerkstoff-Trägerschicht versehen ist, nach einem Verfahren hergestellt werden, das folgende Schritte umfasst, jedoch nicht zwingenderweise in der gegebenen Reihenfolge: Verformen der Prepregschicht, vorzugsweise unter Wärmeeinwirkung, durch Krafteinwirkung; und dadurch elastisches Verformen der mindestens einen, im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzten Elastomerschicht; wobei die in die Elastomermatrix eingebetteten Verstärkungsfasern durch die Elastizität der Elastomermatrix einen der elastischen Verformung im Wesentlichen folgenden, geänderten Faserverlauf annehmen; Aushärten der mindestens einen Prepregschicht unter Wärmeeinwirkung; und Aufrechterhalten der elastischen Verformung der Elastomerschicht und des geänderten Faserverlaufes der Verstärkungsfasern mittels der verformten und ausgehärteten Prepregschicht. Insbesondere beim Kaltverformen der Prepregschicht ist darauf zu achten, dass der Verformungsgrad so gewählt ist, dass sich die Verstärkungsfasern der Prepregschicht nicht von ihrem Matrixwerkstoff lösen. Im Falle eines Verformens unter Wärmeeinwirkung hingegen wird der Matrixwerkstoff des Prepregs plastisch, so dass hier größere

Verformungen durchgeführt werden können. Natürlich ist auch zu beachten, dass sich die Verstärkungsfasern der Elastomerschicht nicht von der Elastomermatrix lösen.

[0031] Das Verformen kann durch die Gewichtskraft des Zwischenproduktes (z.B. durch Einlegen des Zwischenproduktes in eine einfache Laminierform) oder auch durch gezieltes Ausüben einer äußeren, flächigen oder linienförmigen Kraft auf einen vorbestimmten Flächenbereich des Zwischenproduktes (z.B. durch Vakuumpressen oder Pressen mit Stempel und Matrize) erfolge. Das Verformen kann unter Zuhilfenahme von mindestens einem Hilfswerkzeug durchgeführt werden, welches die gewünschte Oberflächenform eines aus dem Zwischenprodukt bzw. dem daraus resultierenden Verbundmaterials herzustellenden Bauteils abbildet. Ferner können Hilfsmittel zum Erzielen einer verbesserten Oberflächengüte des Leichtbau-Verbundmaterials eingesetzt werden.

[0032] Mit den zuvor geschilderten Verfahren lassen sich auf einfache und effektive Art und Weise aus dem Zwischenprodukt dreidimensional geformte, stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Bauteile des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs herstellen. Der elastische Verformungszustand der Faser-Elastomerverbundschicht wird hierbei durch die fertiggestellte Verbundwerkstoff-Trägerschicht (d.h. die ausgehärtete Prepregschicht bzw. die in die ausgehärtete Kunststoffmaterialmatrix eingebettete Verstärkungsfaserschicht) „eingefroren“ und stabilisiert. Dies kann durch die natürliche Relaxation des elastisch verformten Elastomerwerkstoffes unterstützt werden. Werden die reinen Verformungsschritte weggelassen, so sind auf einfache Art und Weise ebene, platten- oder streifenförmige erfindungsgemäße Leichtbau-Verbundmaterialien herzustellen.

[0033] Das bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug für das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil verwendete Leichtbau-Verbundmaterial, welches mit einer dehnsteifen, zugfesten Trägerschicht versehen ist, die aus wenigstens einem Metallwerkstoff, einem Thermoplast oder aus einem thermoplastischen Faserverbundwerkstoff hergestellt ist, kann auch nach einem Verfahren bearbeitet werden, das folgende Schritte umfasst, jedoch nicht zwingenderweise in der gegebenen Reihenfolge: Plastisches Verformen der mindestens einen Trägerschicht und dadurch elastisches Verformen der mindestens einen, im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern durchsetzten Elastomerschicht, wobei die in die Elastomermatrix eingebetteten Verstärkungsfasern durch die Elastizität der Elastomermatrix einen der elastischen Verformung im Wesentlichen folgenden, geänderten Faserverlauf annehmen; und Aufrechterhalten der elastischen Verformung der Elastomerschicht und des geänderten Faserverlaufes der Verstärkungsfasern mittels der plastisch verformten Trägerschicht.

[0034] Beim Verformen der Trägerschicht ist darauf

zu achten, dass der Verformungsgrad so gewählt ist, dass sich bei der daraus resultierenden Verformung der Faser-Elastomerverbundschicht deren Verstärkungsfasern nicht von der Elastomermatrix lösen.

[0035] Das plastische Verformen der Trägerschicht und damit des gesamten erfindungsgemäßen Leichtbau-Verbundmaterials kann durch einen geeigneten Umform-Schritt, wie zum Beispiel Druckformen, Zugdruckumformen, Zugumformen, Biegeumformen, Schubumformen, insbesondere auch Umformen mit Stempel und Matrize oder Patritzenformverfahren, Streckziehen, Tiefziehen einschließlich Vakuumformen (Positiv- und Negativverfahren), Sicken, usw., realisiert werden. Bei einer Trägerschicht aus einem Thermoplast oder einem thermoplastischen Faser-verbundwerkstoff wird das plastische Verformen der Trägerschicht und damit des gesamten Leichtbau-Verbundmaterials zweckmäßigerweise unter geeigneter Wärmeeinwirkung durchgeführt.

[0036] Ist die Trägerschicht hingegen aus einem Metallwerkstoff hergestellt, so erfolgt das plastische Verformen der Trägerschicht und damit das Verformen des gesamten Leichtbau-Verbundmaterials vorzugsweise kalt (Kaltumformen). Eine Wärmeeinwirkung ist aber auch hier optional denkbar. Das Kaltumformen ist mit den meisten Metallwerkstoffen leicht realisierbar, wobei lediglich bei Titan Einschränkungen zu machen sind; Titan kann jedoch superplastisch gut verformt werden, was indes eine nicht unerhebliche Wärmeeinwirkung erfordert und im Hinblick auf die Verarbeitung des Leichtbau-Verbundmaterials daher allenfalls für sehr dünne Titanschichten denkbar ist. Bei einer Warmverformung ist in jedem Falle darauf zu achten, dass der Elastomerwerkstoff der Faser-Elastomerverbundschicht nicht thermisch geschädigt wird.

[0037] Mit dem zuvor beschriebenen Verfahren ist es also möglich, das bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug für das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil verwendete Leichtbau-Verbundmaterial in seiner Gesamtheit ähnlich wie einen konventionellen Metallwerkstoff oder Thermoplastwerkstoff umzuformen, insbesondere aber auch kalt umzuformen. Derartige Techniken waren bei Faserverbundwerkstoffen bisher nicht realisierbar. Mit dem Verfahren lassen sich für das erfindungsgemäße Luftfahrzeug hochwertige dreidimensionale Bauteile und Strukturen besonders einfach, effektiv und wirtschaftlich herstellen.

[0038] Besonders vorteilhaft ist es, wenn bei dem erfindungsgemäßen Luftfahrzeug, insbesondere bei einem Drehflügelflugzeug bzw. Hubschrauber, das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil 7 eine Bodenbaugruppe oder Bodenbaugruppenkomponente ist. In Anbetracht der eingangs geschilderten Problematik sowie der Vorteile des verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials kann auf diese Weise das Crashverhalten des Luftfahrzeuges erheblich verbessert werden.

[0039] Als Beispiel sei erwähnt, dass bei einem

Hubschrauber der Tank üblicherweise in der Bodenbaugruppe der Hubschrauberzelle angeordnet und ergo im Falle einer harten Notlandung oder eines Crashes, insbesondere auf Wasser, besonders gefährdet ist. Hier muss ein Aufplatzen des Tankes so weit wie nur möglich verhindert werden. Gleichermäßen soll aber auch ein Eindringen von Wasser in die Zelle oder Bodenstruktur des Hubschraubers verhütet werden. Hier kommen die positiven Eigenschaften des verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials voll zum Tragen, und das Crashverhalten und die Sicherheit des Hubschraubers kann erheblich verbessert werden.

[0040] Überdies hat es sich als günstig erwiesen, dass das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs ein Brandschutzelement ist. Die Vorteile ergeben sich hierbei ebenfalls aus den bereits eingangs im Detail erörterten positiven Eigenschaften des verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials.

[0041] Ein bevorzugtes Ausführungsbeispiel der Erfindung mit weiteren Ausgestaltungsdetails ist nachfolgend unter Bezugnahme auf die beigelegten Zeichnungen näher beschrieben und erläutert.

KURZE BESCHREIBUNG DER ZEICHNUNGEN

[0042] Es zeigt:

[0043] **Fig. 1** eine schematische, stark vereinfachte und teilweise geschnittene Frontalansicht eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs in Form eines Hubschraubers, der mit stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten Strukturbauteilen ausgerüstet ist, die aus Leichtbau-Verbundmaterial hergestellt sind;

[0044] **Fig. 2** eine schematische Querschnittsansicht eines für die stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten Strukturbauteile des Hubschraubers von **Fig. 1** verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials gemäß einer ersten Ausführungsform;

[0045] **Fig. 3** eine schematische Querschnittsansicht eines Leichtbau-Verbundmaterials gemäß einer zweiten Ausführungsform;

[0046] **Fig. 4** eine schematische Querschnittsansicht eines Leichtbau-Verbundmaterials gemäß einer dritten Ausführungsform; und

[0047] **Fig. 5** eine schematische Querschnittsansicht eines Zwischenproduktes zur Herstellung des bei dem erfindungsgemäßen Hubschrauber verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials.

DARSTELLUNG EINES BEVORZUGTEN AUSFÜHRUNGSBEISPIELS

[0048] In der nachfolgenden Beschreibung und in den Figuren werden zur Vermeidung von Wiederholungen gleiche Bauteile und Komponenten auch mit gleichen Bezugszeichen gekennzeichnet, sofern kei-

ne weitere Differenzierung erforderlich ist.

[0049] **Fig. 1** zeigt eine schematische, stark vereinfachte und teilweise geschnittene Frontalansicht eines erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs in Form eines Hubschraubers **12**, der mit stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten Strukturbauteilen **16**, **18** ausgerüstet ist, die aus Leichtbau-Verbundmaterial hergestellt sind. Die Zelle **14** des Hubschraubers **12** ist in ihrem Bodenbereich, in dem sich ein Treibstofftank **16** befindet, zu einem wesentlichen Anteil aus einem Leichtbau-Verbundmaterial gefertigt, wie es nachfolgend näher beschrieben werden wird. Im vorliegenden Fall umfasst der Bodenbereich ein doppelwandig ausgebildetes Bodenelement **18**, welches das besagte Leichtbau-Verbundmaterial umfasst.

[0050] Die **Fig. 2** zeigt eine schematische Querschnittsansicht des für die stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten Strukturbauteile **16**, **18** des Hubschraubers **12** von **Fig. 1** verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials gemäß einer ersten Ausführungsform. Dieses platten- oder streifenförmige Leichtbau-Verbundmaterial umfasst in einer Grundauführung eine erste dehnsteife, zugfeste Trägerschicht **2** aus einem Metallwerkstoff (hier: eine Aluminiumlegierung) und eine mit dieser Trägerschicht **2** fest verbundene Elastomerschicht **4**, die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern **6** durchsetzt ist und eine Matrix für die Verstärkungsfasern **6** bildet. Alternativ zu dem zuvor beschriebenen Metallwerkstoff kann die Trägerschicht **2** aber auch aus einem Verbundwerkstoff, wie zum Beispiel einem Epoxyd-Aramidfaserverbund, einem Faser-Kunststoff-Metall-Verbund, oder dergleichen hergestellt sein.

[0051] Die von den Verstärkungsfasern **6** durchsetzte Elastomerschicht **4** wird nachfolgend auch kurz als Faser-Elastomerverbundschicht **8** bezeichnet werden. Als Elastomerwerkstoff für die Faser-Elastomerverbundschicht **8** wird im vorliegenden Beispiel Acrylnitril-Butadien-Kautschuk (NBR) verwendet, als Verstärkungsfasern **6** dienen hier Glasfasern, die, wie in der Zeichnung angedeutet, bezogen auf die Dicke und die Längs- und Quererstreckung der Elastomerschicht **4** im Wesentlichen gleichmäßig in der Elastomerschicht **4** verteilt sind.

[0052] Die Trägerschicht **2** besitzt hier eine Dicke von ca. 0,3 mm und die Faser-Elastomerverbundschicht **8** eine Dicke von 0,7 mm. Der Faseranteil in der Faser-Elastomerverbundschicht **8** beträgt ca. 55%. Grundsätzlich kann der Faseranteil in der Faser-Elastomerverbundschicht **8** je nach Ausführungsform und Herstellungsverfahren in einem Bereich von ca. 20 bis 80%, vorzugsweise 30 bis 70 %, noch bevorzugter 35 bis 60%, liegen, wobei die Erfindung nicht auf diese Wertebereiche beschränkt ist.

[0053] In der **Fig. 3** ist eine schematische Querschnittsansicht eines für die stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten Strukturbauteile des Hubschraubers von **Fig. 1** verwendeten

Leichtbau-Verbundmaterials gemäß einer zweiten Ausführungsform dargestellt. Dieses Leichtbau-Verbundmaterial besitzt gegenüber der in **Fig. 1** dargestellten Grundform eine weitere, d.h. zweite dehnsteife, zugfeste Trägerschicht **2** (ebenfalls aus einer Aluminiumlegierung), und die Faser-Elastomerverbundschicht **8** ist zwischen der ersten und zweiten Trägerschicht **2**, **2** angeordnet und mit diesen Schichten fest verbunden. Es ergibt sich also ein sandwichartiger Aufbau des Leichtbau-Verbundmaterials. Obwohl bei dieser Variante beide Trägerschichten **2**, **2** aus einer Aluminiumlegierung hergestellt sind, ist zu beachten, dass die jeweiligen Trägerschichten **2**, **2** grundsätzlich auch aus verschiedenen Werkstoffen gefertigt sein können, zum Beispiel eine Trägerschicht aus Aluminium und die andere aus einem anderen Metallwerkstoff oder einem Epoxyd-Glasfaserverbund oder dergleichen. Die Dicke der Trägerschichten **2**, **2** beträgt bei dieser Ausführungsform ca. 0,25 mm und die Dicke der Faser-Elastomerverbundschicht **8** ca. 1,5 mm.

[0054] **Fig. 4** zeigt eine schematische Querschnittsansicht eines für die stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten Strukturbauteile des Hubschraubers von **Fig. 1** verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials gemäß einer dritten Ausführungsform, welche eine Vielzahl von sich einander abwechselnden Trägerschichten **2** und Faser-Elastomerverbundschichten **8** aufweist (die Verstärkungsfasern der Faser-Elastomerverbundschichten **8** sind in der Zeichnung nach **Fig. 4** der besseren Übersichtlichkeit halber nicht extra dargestellt). Mit einer derartigen Variante lässt sich zum Beispiel bei geringer Materialdicke eine erhöhte Durchbrennfestigkeit und Durchschlagsfestigkeit realisieren. Die Trägerschichten **2** besitzen hier einheitlich eine Dicke von ca. 0,2 mm und die Faser-Elastomerverbundschichten **8** einheitlich eine Dicke von ca. 0,4 mm. Die Dicken der jeweiligen Trägerschichten **2** und Faser-Elastomerverbundschichten **8** können innerhalb des Leichtbau-Verbundmaterials aber auch voneinander differieren.

[0055] Die zuvor erläuterten Leichtbau-Verbundmaterialien werden beispielsweise in der Form von platten- oder streifenförmigen Halbzeugen für die Fertigung der betreffenden Strukturbauteile bereitgestellt. Unter einer Platten- oder Streifenform sind hierbei nicht nur ebene Gebilde, sondern beispielsweise auch gekrümmte oder wellblechartige Formen zu verstehen. Darüber hinaus können die verwendeten Leichtbau-Verbundmaterialien grundsätzlich auch in Form von Halbzeugen mit offenen oder geschlossenen Querschnittsformen oder in Gestalt eines aus dem Leichtbau-Verbundmaterial gefertigten Bauteils zur Verfügung stehen.

[0056] In der **Fig. 5** ist eine schematische Querschnittsansicht eines Zwischenproduktes dargestellt, welches zur Herstellung des bei dem erfindungsgemäßen Hubschrauber für die stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdeten Struktur-

bauteile verwendeten Leichtbau-Verbundmaterials verwendet werden kann. Dieses Zwischenprodukt umfasst zwei ungebundene Verstärkungsfaserschichten 10 für zwei dehnsteife, zugfeste Verbundwerkstoff-Trägerschichten des aus dem Zwischenprodukt herzustellenden Leichtbau-Verbundmaterials, sowie eine mit den ungebundenen Verstärkungsfaserschichten 10 verbundene Elastomerschicht 4, die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern 6 durchsetzt ist (Faser-Elastomerverbundschicht 8). Anstelle der ungebundenen Verstärkungsfaserschichten 10 können in einer weiteren Ausführungsform (nicht gezeigt) des Zwischenproduktes auch Prepregschichten vorgesehen sein.

[0057] Es wird nun ein erstes Beispiel für ein Verfahren zum Herstellen eines dreidimensional geformten Leichtbau-Verbundmaterials aus einem Zwischenprodukt nach Fig. 5 beschrieben werden. Dieses Verfahren eignet sich vorzugsweise für eine manuelle Fertigung.

[0058] Eine auf ein gewünschtes Maß zugeschnittene Bahn des Zwischenproduktes wird in eine konkave Gelegeform eingelegt, wobei sich das Zwischenprodukt aufgrund seines Eigengewichtes der Innenkontur der Form weitgehend anpasst. Bei diesem Vorgang werden die äußeren, ungebundenen Verstärkungsfaserschichten 10 (siehe Fig. 5) durch äußere Krafteinwirkung (hier: durch die reine Gewichtskraft des Zwischenproduktes selbst) verformt. Gleichzeitig wird damit die Faser-Elastomerverbundschicht 8 elastisch verformt. Hierbei folgen die Verstärkungsfasern 6 der Faser-Elastomerverbundschicht 8 aufgrund der Elastizität der Elastomermatrix deren elastischer Verformung und nehmen einen geänderten, d.h. der Kontur der Gelegeform angenäherten Faserverlauf an. Dann wird auf die in der Gelegeform oben liegende, erste ungebundene Verstärkungsfaserschicht 10 ein Epoxydharz aufgebracht und die erste ungebundene Verstärkungsfaserschicht 10 damit getränkt.

[0059] Aufgrund der Faser-Elastomerverbundschicht 8 kann das Epoxydharz nicht in die zweite, in der Gelegeform unten liegende ungebundene Verstärkungsfaserschicht 10 dringen. Durch Auflegen einer Folie auf die getränkte erste ungebundene Verstärkungsfaserschicht 10 und Evakuieren der Gelegeform wird das Zwischenprodukt fest an die Kontur der Form angepresst. Dann lässt man das aufgebrachte Epoxydharz aushärten. Das so entstandene Formteil ist bereits weitgehend stabil und wird der Gelegeform entnommen. Dann wird die zweite ungebundene Verstärkungsfaserschicht 10 auf analoge Weise mit Epoxydharz versehen und das Epoxydharz ausgehärtet.

[0060] Mit Hilfe des auf die ungebundenen Verstärkungsfaserschichten 10, 10 aufgetragenen und ausgehärteten Epoxydharzes bilden sich zwei dehnsteife, zugfeste Trägerschichten aus einem ausgehärteten, festen Faser-Epoxyd-Verbund.

[0061] Die bei dem zuvor beschriebenen Vorgang

erzielte elastische Verformung der Elastomerschicht bzw. Faser-Elastomerverbundschicht 8 und des geänderten Faserverlaufes ihrer Verstärkungsfasern 6 wird mittels des ausgehärteten, festen Faser-Kunststoff-Verbundes der Trägerschichten aufrecht erhalten. Es ergibt sich ein dreidimensional geformtes Bauteil aus dem besagten Leichtbau-Verbundmaterial.

[0062] Bei einem zweiten Beispiel für ein Verfahren zum Herstellen eines dreidimensional geformten Leichtbau-Verbundmaterials aus einem Zwischenprodukt nach Fig. 5 kann das Zwischenprodukt zum Beispiel maschinell mit Hilfe von geeigneten Auftragseinrichtungen beidseitig (d.h. an den ungebundenen Verstärkungsfaserschichten 10, 10) mit Harz versehen werden. Sofern das Zwischenprodukt nicht weiter verformt, sondern in einen ebenen Zustand gebracht wird, kann man auf diese Weise platten- oder streifenförmige Leichtbau-Verbundmaterialien herstellen. Im vorliegenden Fall wird das vorbereitete und mit Harz versehene Zwischenprodukt jedoch auf einen Dorn mit einem runden Querschnitt aufgewickelt. Hierbei werden die ungebundenen, aber bereits mit Harz versehenen Verstärkungsfaserschichten 10 verformt, wobei die bereits im vorherigen Beispiel erläuterten Effekte im Hinblick auf die Faser-Elastomerverbundschicht und ihre Verstärkungsfasern auftreten. Nach Aushärten des Harzes entsteht so ein schalen- oder rohrförmiges Bauteil aus dem besagten Leichtbau-Verbundmaterial.

[0063] Bei einem dritten Beispiel für ein Verfahren zum Herstellen eines dreidimensional geformten Leichtbau-Verbundmaterials wird ein Zwischenprodukt verwendet, bei dem anstelle ungebundener Verstärkungsfaserschichten vorbereitete Prepregschichten vorhanden sind. Da die Prepregschichten bereits mit einem Harz versehen sind, kann ein separates Auftragen von Harz entfallen. Die Schritte des Verformens der Prepregschichten und der Faser-Elastomerverbundschicht können beispielsweise analog zu denen der zuvor beschriebenen zwei Verfahrensvarianten ausgeführt werden. Das Aushärten der Prepregschichten erfolgt unter Wärmeeinwirkung, zum Beispiel im Autoklaven. Die dabei auftretenden bzw. erzielten Effekte sind die gleichen wie bei den vorherigen Ausführungsbeispielen. Bei der Herstellung komplexerer dreidimensionaler Bauteilformen empfiehlt es sich, auch das Verformen der Prepregschichten unter Wärmeeinwirkung vorzunehmen, da die Prepregschichten bei geeigneter Temperatur dann plastische oder teilweise plastische Eigenschaften zeigen.

[0064] Es wird nun ein Verfahren zum Bearbeiten eines für ein stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil des Hubschraubers von Fig. 1 verwendbaren Leichtbau-Verbundmaterials beschrieben werden, wie es in Fig. 3 dargestellt ist. Dieses Material verfügt, wie bereits erwähnt, über zwei äußere Trägerschichten 2, 2 aus einer Aluminiumlegierung, die mit der Faser-Elasto-

merverbundschicht **8** verklebt sind. Es wird angenommen, dass das Leichtbau-Verbundmaterial in Form eines ebenen, plattenförmigen Halbzeugs bereitgestellt wird. Zur Bearbeitung wird dieses Halbzeug mittels eines Stempels und einer Matrize, die Teil einer nicht gezeigten Pressvorrichtung sind, verformt. Genauer gesagt, werden durch Einwirkung des Stempels und der Matrize die beiden Trägerschichten **2, 2** plastisch verformt. Dadurch verformt sich die zwischen den beiden Trägerschichten **2, 2** angeordnete Faser-Elastomerverbundschicht **8** elastisch, d.h. sie folgt der Verformung der Trägerschichten **2, 2**, wobei wiederum die in die Elastomermatrix (Elastomerschicht **4**) eingebetteten Verstärkungsfasern **6** durch die Elastizität der Elastomermatrix einen der elastischen Verformung im Wesentlichen folgenden, geänderten Faserverlauf annehmen. Die bewirkte elastische Verformung der Elastomerschicht **4** und der geänderte Faserverlaufes ihrer Verstärkungsfasern **6** werden mittels der plastisch verformten Trägerschichten **2, 2** und einer etwaigen Relaxation der verformten Elastomermatrix aufrecht erhalten.

[0065] Das zuvor erläuterte Verfahren ist grundsätzlich auch zum Bearbeiten von Leichtbau-Verbundmaterialien geeignet, die über eine oder mehrere Trägerschichten aus einem Thermoplast oder einem thermoplastischen Faserverbundwerkstoff verfügen. Hierbei erfolgt das plastische Verformen der Trägerschicht dann jedoch unter Wärmeeinwirkung, was eine leichtere Verformbarkeit der Trägerschicht gewährleistet.

[0066] Sofern bei den im Rahmen der vorliegenden Beschreibung erläuterten Verfahren ein Leichtbau-Verbundmaterial zum Einsatz kommt, bei dem die mit Verstärkungsfasern **6** durchsetzte Elastomerschicht **4** einen thermoplastischen Elastomerwerkstoff aufweist, dann wird die Faser-Elastomerverbundschicht vorzugsweise plastisch unter Wärmeeinwirkung verformt und anschließend abgekühlt. Das Abkühlen kann aktiv mit Hilfe von geeigneten Kühlmitteln oder passiv durch Auskühlen des Elastomerwerkstoffes selbst realisiert werden. Das Aufrechterhalten der Verformung der Elastomerschicht und des geänderten Faserverlaufes ihrer Verstärkungsfasern erfolgt dann außer durch die Trägerschichten zusätzlich auch durch den plastisch verformten und wieder abgekühlten thermoplastischen Elastomerwerkstoff selbst.

[0067] Das beschriebene Leichtbau-Verbundmaterial kann vorzugsweise auch für ein Brandschutzelement und/oder ein anderes stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs verwendet werden, so z.B. für eine Komponente eines Triebwerkes der Luftfahrzeugs. Wie bereits erwähnt, eignet es sich jedoch besonders für eine Bodenbaugruppe oder Bodenbaugruppenkomponente des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs.

[0068] Bei dem Leichtbau-Verbundmaterial, das im Rahmen des erfindungsgemäßen Luftfahrzeugs für

das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil verwendet wird, können sowohl die Trägerschicht als auch die Faser-Elastomerverbundschicht weitere Zusatzstoffe enthalten, welche die Eigenschaften des Materials zusätzlich beeinflussen. An der Stoßfläche zwischen einer Trägerschicht und der Faser-Elastomerverbundschicht bzw. einem daran angrenzenden Bereich können Mittel zur Verbesserung des flächigen Zusammenhaltes zwischen der Trägerschicht und der Faser-Elastomerverbundschicht vorgesehen sein (z.B. in der Form von Haftmitteln, Klebmitteln, Verankerungen usw.).

[0069] Des Weiteren ist bei dem besagten Leichtbau-Verbundmaterial neben den oben rein beispielhaft gegebenen Dickenangaben für die Trägerschicht eine Dicke in einem Bereich von 0,1 mm bis größer 1,5 mm, insbesondere 0,2 mm bis größer 1 mm, und für die Faser-Elastomerverbundschicht eine Dicke von 0,2 mm bis größer 10 mm, insbesondere 0,8 mm bis 6 mm, bevorzugt. Die Gesamtdicke des Leichtbau-Verbundmaterials kann daher je nach Anwendungszweck und Ausführungsform zwischen einem Bruchteil eines Millimeters bis zu einigen Zentimetern betragen, wobei aus Gewichtsgründen eine Gesamtdicke im Millimeterbereich bevorzugt ist.

[0070] Bezugszeichen in den Ansprüchen, der Beschreibung und den Zeichnungen dienen lediglich dem besseren Verständnis der Erfindung und sollen den Schutzzumfang nicht einschränken.

[0071] Es bezeichnen:

Bezugszeichenliste

Bezugszeichenliste

- 2** Trägerschichten)
- 4** Elastomerschicht
- 6** Verstärkungsfasern in **4**
- 8** Faser-Elastomerverbundschicht(en) aus **4** und **6**
- 10** Ungebundene Verstärkungsfaserschicht(en)
- 12** Hubschrauber
- 14** Zelle
- 16** Treibstofftank
- 18** Bodenelement

Schutzansprüche

1. Luftfahrzeug, insbesondere ein Drehflügelflugzeug, insbesondere ein Hubschrauber (**12**), umfassend ein stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil (**16, 18**) aus einem platten- oder schalenförmigen Leichtbau-Verbundmaterial mit mindestens einer ersten dehnsteifen, zugfesten Trägerschicht (**2**), die aus wenigstens einem Metallwerkstoff hergestellt ist, und mindestens einer mit dieser Trägerschicht (**2**) fest verbundenen Elastomerschicht (**4**), die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern (**6**) durchsetzt ist und eine

Matrix für die Verstärkungsfasern (6) bildet.

2. Luftfahrzeug, insbesondere ein Drehflügelflugzeug, insbesondere ein Hubschrauber (12), umfassend ein stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdetes Strukturbauteil (16, 18) aus einem platten- oder schalenförmigen Leichtbau-Verbundmaterial mit mindestens einer ersten dehnsteifen, zugfesten Trägerschicht (2), die aus einem Verbundwerkstoff hergestellt ist, und mindestens einer mit dieser Trägerschicht (2) fest verbundenen Elastomerschicht (4), die im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern (6) durchsetzt ist und eine Matrix für die Verstärkungsfasern (6) bildet.

3. Luftfahrzeug nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass das Leichtbau-Verbundmaterial des Weiteren mindestens eine zweite dehnsteife, zugfeste Trägerschicht (2) besitzt, und die mindestens eine, im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern (6) durchsetzte Elastomerschicht (4) zwischen den beiden Trägerschichten (2, 2) angeordnet und mit diesen fest verbunden ist.

4. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren der vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass das Leichtbau-Verbundmaterial eine Vielzahl von sich einander abwechselnden dehnsteifen, zugfesten Trägerschichten (2) und im Wesentlichen vollständig von Verstärkungsfasern (6) durchsetzten Elastomerschichten (4) aufweist.

5. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren der vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die Verstärkungsfasern (6), welche die Elastomerschicht (4) im Wesentlichen vollständig durchsetzen, bezogen auf die Dicke und Längs- und Quererstreckung der Elastomerschicht (4) im Wesentlichen gleichmäßig in der Elastomerschicht (4) verteilt sind.

6. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die mindestens eine erste, aus wenigstens einem Metallwerkstoff hergestellte dehnsteife, zugfeste Trägerschicht (2) einen Aluminiumwerkstoff umfasst.

7. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren der vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass die dehnsteife, zugfeste Trägerschicht (2) eine Dicke von 0,1 mm bis größer 1,5 mm, insbesondere 0,2 mm bis größer 1 mm besitzt, und die von Verstärkungsfasern (6) durchsetzte Elastomerschicht (4) eine Dicke von 0,2 mm bis größer 10 mm, insbesondere 0,8 mm bis 6 mm aufweist.

8. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren der vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass das stoß- und/oder einschlags- und/oder

explosionsgefährdete Strukturbauteil eine Bodenbaugruppe oder Bodenbaugruppenkomponente (18) des Luftfahrzeugs ist.

9. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren der vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil eine Komponente eines Triebwerks des Luftfahrzeugs ist.

10. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren der vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil ein in einem Bodenelement (18) angeordneter Treibstofftank (16) des Luftfahrzeugs ist.

11. Luftfahrzeug nach einem oder mehreren der vorhergenannten Ansprüche, dadurch gekennzeichnet, dass das stoß- und/oder einschlags- und/oder explosionsgefährdete Strukturbauteil ein Brandschutzelement ist.

Es folgen 2 Blatt Zeichnungen

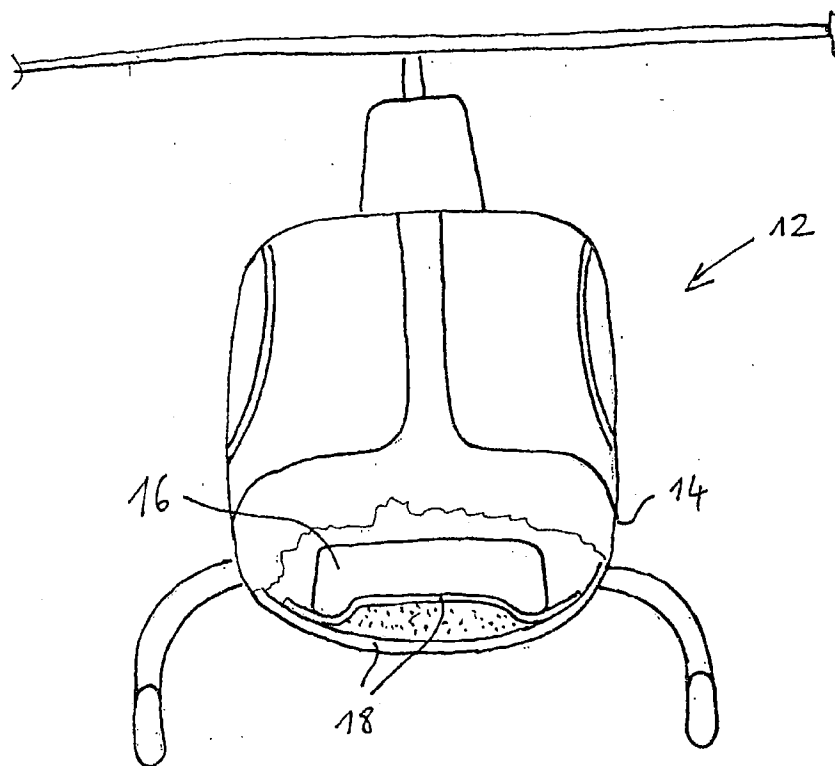


Fig. 1

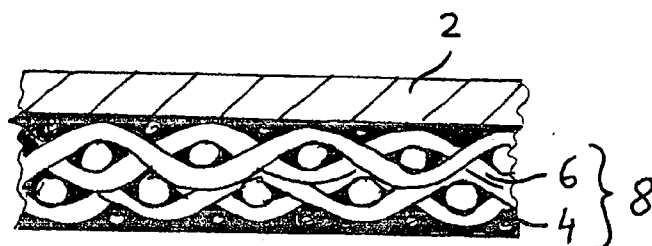


Fig. 2

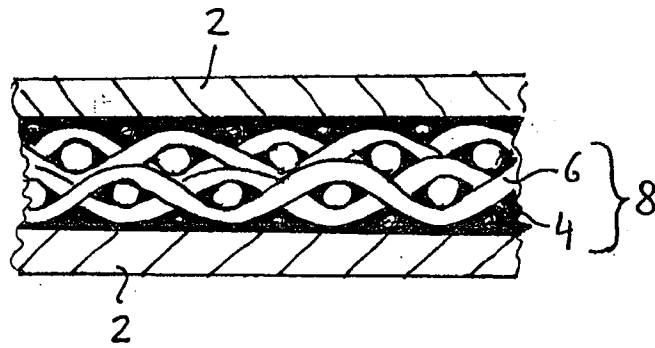


Fig. 3

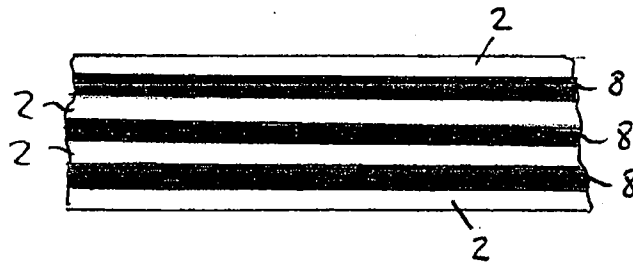


Fig. 4

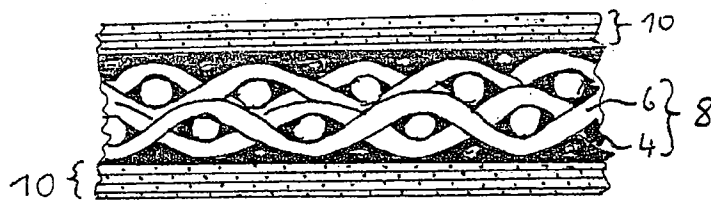


Fig. 5